

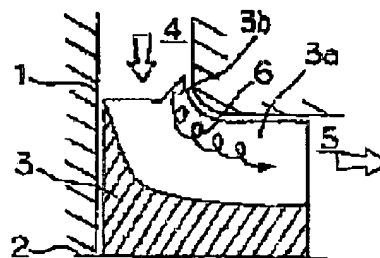
**TURBINE**

**Patent number:** JP11190201  
**Publication date:** 1999-07-13  
**Inventor:** WATANABE TADAAKI  
**Applicant:** ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND CO LTD  
**Classification:**  
- **International:** F01D5/04; F01D5/14; F02B39/00  
- **European:**  
**Application number:** JP19970356907 19971225  
**Priority number(s):**

[Report a data error here](#)**Abstract of JP11190201**

**PROBLEM TO BE SOLVED:** To restrain peeling caused on an impeller of a turbine, to maintain efficiency in an extensive flow rate region and to miniaturize the turbine by providing the impeller having a vane provided with an overhung part or a cutout part having an angle of sweep back on a front edge.

**SOLUTION:** Exhaust gas from an engine flows in a turbine casing 1 and flows in a turbine impeller 3 through a scroll 4. At the time when a turbine is driven at a design point, a relative inflow angle and an inlet blade angle of exhaust gas to the impeller 3 coincide with each other, and exhaust gas smoothly flows along an impeller vane 3a. At the time when the turbine is driven separated from the design point, there is made a difference between the relative inflow angle and the inlet blade angle, and when a flow flows in a front edge of the impeller 3a at a large angle of attack, a vortex growing from an overhung part 3b having an angle of sweep back or a cutout part is a screw type vertical vortex in parallel with the flow, and a central axis is in parallel with the flow. This vortex flow 6 strong and stable, supplies a flow high in total pressure to peeling caused on the overall vane and restrains a scale of peeling small.



Data supplied from the esp@cenet database - Patent Abstracts of Japan

(19) 日本国特許庁 (J P)

## (12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平11-190201

(43) 公開日 平成11年(1999) 7月13日

(51) Int.Cl.<sup>6</sup>

識別記号

F 0 1 D 5/04

5/14

F 0 2 B 39/00

F I

F 0 1 D 5/04

5/14

F 0 2 B 39/00

Q

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L (全 3 頁)

(21) 出願番号

特願平9-356907

(22) 出願日

平成9年(1997)12月25日

(71) 出願人 000000099

石川島播磨重工業株式会社

東京都千代田区大手町2丁目2番1号

(72) 発明者 渡辺 忠昭

東京都江東区豊洲三丁目1番15号 石川島

播磨重工業株式会社技術研究所内

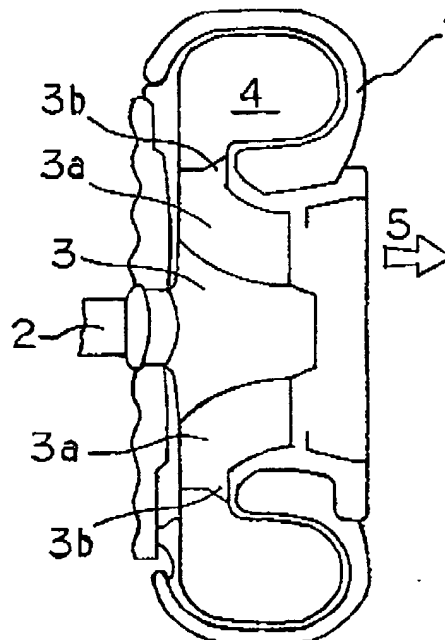
(74) 代理人 弁理士 島村 芳明

(54) 【発明の名称】 タービン

(57) 【要約】

【課題】 タービンのインペラに生じる剥離を抑制し、広い流量範囲での効率維持を図る。

【解決手段】 前縁に後退角を有する張出部3bまたは切欠部3cを設けた翼を有するインペラ3を設けた。



(2)

特開平11-190201

## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 前縁に後退角を有する張出部または切欠部を設けた翼を有するインペラを設けたことを特徴とするラジアルタービン。

【請求項2】 前縁に後退角を有する張出部または切欠部を設けた翼を有するインペラを設けたことを特徴とする斜流タービン。

【請求項3】 後退角の角度は、 $30^{\circ} \sim 70^{\circ}$ である請求項1または請求項2記載のラジアルタービンまたは斜流タービン。

## 【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、ラジアルタービンや斜流タービンなどのタービンに関するものである。

【0002】

【従来の技術】図7は従来の可変ノズルを有するターボチャージャのタービンの部分正面図である。図において、aは図示しないタービンケーシング内に配設されたインペラである。bはインペラaに固着された複数の翼である。cはインペラaへの排気ガスの入口部に設けられた回転可能な複数の可変ノズルである。

【0003】エンジンから排出された排気ガスは、排気管路をへてタービンケーシング内に導入される（図示せず）。導入された排気ガスは、ガス通路から可変ノズルcを経てインペラaへ流入し、インペラaを駆動して出口から排出される。

【0004】一般的にタービンのインペラは、タービンの作動点が設計点から外れると翼で剥離を生じ、効率が低下する。この効率の低下を防止するために、図7に示すような可変ノズルcを用いて、インペラaへのガスの相対流入角度を制御し、インペラ内部を流れるガス流の剥離を防ぐことが行われている。

【0005】

【発明が解決しようとする課題】しかしながら、可変ノズルは構造が複雑でコスト高となり、かつ、小型化が困難となるなどの問題がある。

【0006】本発明は、上記のような問題点を解決するために創案されたもので、インペラ入口にノズルを設けず、または、固定のノズルを用いながらタービンのインペラに生じる剥離を抑制し、広い流量範囲での効率維持を図るとともに、小型化を図ることができるタービンを提供することを目的とする。

【0007】

【課題を解決するための手段】本発明によれば、前縁に後退角を有する張出部または切欠部を設けた翼を有するインペラを設けたラジアルタービンが提供される。なお、後退角とは、図6に示すように、流れに対して前縁と直角方向のなす角 $\beta$ である。

【0008】本発明の他の実施形態によれば、前縁に後退角を有する張出部または切欠部を設けた翼を有するイ

ンペラを設けた斜流タービンが提供される。

【0009】本発明の他の好ましい実施形態によれば、後退角の角度は、 $30^{\circ} \sim 70^{\circ}$ である。

【0010】次に本発明の作用について説明する。エンジンから排出された排気ガスは、タービンケーシング内に流入し、スクロールを経てタービンのインペラに流入する。この場合、インペラ入口に固定のノズルを設けてもよいし、スクロールから直接インペラに流入してもよい。タービンが設計点で運転している場合には、排気ガスのインペラへの相対流入角と入口羽根角とが一致しており、排気ガスはインペラ翼に沿って滑らかに流れる。タービンが設計点から離れて運転している場合には、排気ガスのインペラへの相対流入角と入口羽根角とに差が出てインペラ翼の前縁に対して大きな迎え角で流れが流入してくるので、翼のいずれか一方の面に剥離が生じる。本発明は、航空機の離着陸時に大きな迎え角で飛行するとき、翼に生じる剥離をボルテックスゼネレータや前縁ストレーキにより抑制していることにヒントを得て着想されたものである。大きな迎え角でインペラ前縁に流れが流入してきたとき、翼全体に生じる剥離によるうずは翼の表面を流れに沿ってコロが転がるようにうずの中心軸は流れに直角になっているが、後退角を有する張出部または切欠部から生じるうずは流れに平行なスクリュウ状の縦うずで、中心軸は流れに平行である。このうずは強く安定しており、翼全体に生じる剥離に対し、全圧の高い流れを供給し、剥離の規模を小さく抑制する作用がある。その結果、インペラは設計性能に近い状態で作動することができる。一方、設計点ではこの張出部または切欠部は、流れに影響を与えず、ごくわずかの摩擦抵抗の増加しか生じない。このため、設計点での効率低下はわずかである。

【0011】

【発明の実施の形態】以下、本発明の好ましい一実施形態について、図面に基づいて説明する。図1は本発明のラジアルタービンの断面図である。図2(A)はインペラの部分正面図、(B)はインペラ翼の投影図である。図3は張出部を有するインペラの拡大断面図、図4は切欠部を有するインペラの拡大断面図である。図5はうず流を示す図、図6は後退角を示す図である。

【0012】図1ないし図5において、1はラジアルタービンのタービンケーシングである。2はタービン軸である。3はタービン軸2に固着されたインペラであり、3aは翼である。3bはインペラ3の前縁に設けられた $30^{\circ} \sim 70^{\circ}$ の後退角を有する張出部であり、3cは張出部3bに替えて設けられた切欠部である。4はスクロールであり、5はガス出口である。6は縦うずである（図5）。

【0013】次に実施形態に基づく作用について説明する。エンジンから排出された排気ガスは、タービンケーシング1内に流入し、スクロール4を経てタービンのイ

(3)

特開平11-190201

ンペラ3に流入する。この場合、インペラ3入口に固定のノズルを設けてもよいし、スクロール4から直接インペラ3に流入してもよい。タービンが設計点で運転している場合には、排気ガスのインペラ3への相対流入角と入口羽根角とが一致しており、排気ガスはインペラ翼3aに沿って滑らかに流れる。タービンが設計点から離れて運転している場合には、排気ガスのインペラ3への相対流入角と入口羽根角とに差が出てインペラ翼3aの前縁に対して大きな迎え角で流れが流入してくるので、翼3aのいずれか一方の面に剥離が生じる。大きな迎え角でインペラ前縁に流れが流入してきたとき、翼全体に生じる剥離によるうずは翼の表面の流れに沿ってコロが転がるようにうずの中心軸は流れに直角になっているが、後退角を有する張出部3bまたは切欠部3cから生じるうずは流れに平行なスクリュー状の縦うず6で、中心軸は流れに平行である。このうず6は強く安定しており、翼全体に生じる剥離に対し、全圧の高い流れを供給し、剥離の規模を小さく抑制する作用がある。その結果、インペラ3は設計性能に近い状態で作動することができる。一方、設計点ではこの張出部3bまたは切欠部3cは、流れに影響を与えず、ごくわずかの摩擦抵抗の増加しか生じない。このため、設計点での効率低下はわずかである。

【0014】本発明は上述した実施の形態に限定されず、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々変更できることは勿論である。たとえば、実施例ではターボチャージャのラジアルタービンについて説明したが、ガスタービ

ンでもよく、ラジアルタービンでなく斜流タービンでもよい。

【0015】

【発明の効果】上述した本発明のタービンによれば、タービンのインペラに生じる剥離を抑制し、広い流量範囲で高い効率維持を図るとともに、小型化を図ることができるなどの効果を奏する。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明のラジアルタービンの断面図である。

【図2】(A)はインペラの部分正面図、(B)はインペラ翼の投影図である。

【図3】張出部を有するインペラの拡大断面図である。

【図4】切欠部を有するインペラの拡大断面図である。

【図5】縦うず流を示す図である。

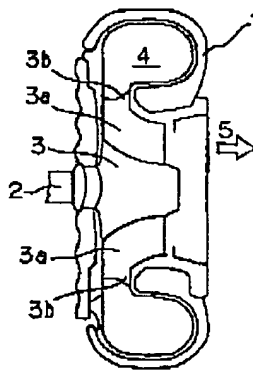
【図6】後退角の説明図である。

【図7】従来の可変ノズルを有するターボチャージャのタービンの部分正面図である。

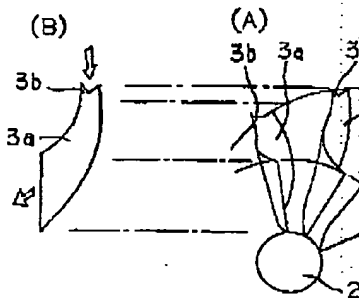
【符号の説明】

- 1 タービンケーシング
- 2 タービン軸
- 3 インペラ
- 3a 翼
- 3b 張出部
- 3c 切欠部
- 4 スクロール
- 5 ガス出口
- 6 縦うず

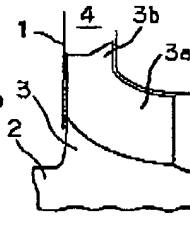
【図1】



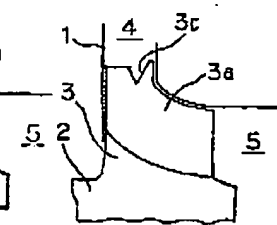
【図2】



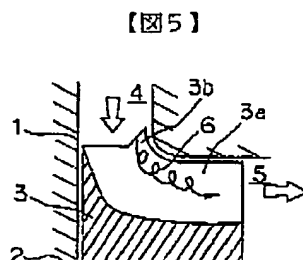
【図3】



【図4】



【図5】



【図6】

